

論文

CFRP 복합재료의 Mode I 층간 파괴 인성치에 관한 연구

김형진* · 엄윤성** · 고성위***

A Study on Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Carbon Fiber Reinforced Plastic Composites

Hyung Jin Kim*, Yoon Sung Um** and Sung Wi Koh***

ABSTRACT

A popular approach to the characterization of the interlaminar fracture toughness has been obtained through the application of linear elastic fracture mechanics(LEFM) from which the critical energy release rate or fracture energy, G_{IC} can be deduced. The double cantilever beam(DCB) test geometry was used to investigate the loading rate and geometry effects on mode I interlaminar fracture toughness in carbon/epoxy composites. As for as the value of G_{IC} under the various loading rates concerns, it is steady as the loading rate goes to the range of 0.2~20 mm/min, however it shows high value at 200 mm/min. The value of G_{IC} as a function of various specimen width is almost same under the same loading rate. The effect of G_{IC} is not so clear as the various initial crack length and ligament.

초 록

층간파괴인성치의 특성화에 대한 가장 많이 쓰이는 어프로치는 선형파괴역학을 적용하는 임계에너지 방출율 혹은 파괴에너지, G_{IC} 에 의하여 얻을 수 있다. 탄소섬유 복합재료의 모드 I 층간파괴인성치에 대한 하중율 및 시험편 형상의 효과를 고찰하기 위하여 DCB 시험편을 사용하였다. 하중율의 변화에 대한 임계에너지 방출율 G_{IC} 의 값은 하중율 0.2~20 mm/min까지는 거의 변화가 없었으나 200 mm/min에서는 높게 나타났으며, 동일 하중율 하에서 시험편 폭의 변화에 대한 임계에너지 방출율 G_{IC} 의 값은 거의 일정하였다. 초기 크랙길기와 리가먼트의 변화에 대한 임계에너지 방출율 G_{IC} 의 영향은 일정한 경향이 나타나지 않았다.

1. 서 론

섬유강화 복합재료의 파괴거동은 균열이 섬유축과 직각 방향으로 진행되는 횡방향 파괴(translaminar fracture), 균열이 섬유축방향으로 진행되는

층내파괴(intralaminar fracture), 그리고 층간분리인 층간파괴(interlaminar fracture)로 나눌 수 있으며, 이들 중 층간파괴 현상은 가장 취약한 층사이의 면에서 발생되며, 즉 이것은 성형, 가공, 그리고 실제 구조물에 사용시 발생하는 층간결합에

* 부산수산대학교 대학원, 현 통영수산전문대학

** 부산수산대학교 대학원

*** 부산수산대학교

의하여 나타나게 된다.

이러한 층간결합은 재료의 취성 등의 원인과 결합하여 구조물 강성저하의 요인이 되어 최종파단을 초래하기 때문에 매우 중요한 의미를 갖게 되며, 층간 파괴가 외력에 의해서 어떻게 진전하는 가하는 예측기술이 무엇보다도 요구되므로 이러한 예측기술을 확립하기 위해 먼저 CFRP 적층판의 층간파괴 인성에 영향을 미치는 요인에 대한 연구가 필요하다.

층간 결합에 의한 파괴현상은 모드(mode) I[1]이 지배적이나 실제 구조물에서는 모드 I과 모드 II가 결합된 혼합 모드[2,3]에 의해 발생하게 된다. 그러나 혼합모드에서는 모드 I과 모드 II의 에너지 방출율을 분리할 수 없고 시험편 제작이 용이하지 않는 점이 있어 최근에 DCB(double cantilever beam) 시험편을 이용한 선형탄성파괴역학(linear elastic fracture mechanics:LEFM)을 적용시킨 모드 I[4]으로 산출하는 임계에너지 방출율 G_{IC} 에 대한 연구가 ASTM[5], VAMAS(versailles project of advanced materials and standard), EGF(polymer and composites task Group of the European Group on Fracture)[6] 등에 의해 활발하게 진행되고 있고 많은 연구결과[7~11]가 발표되고 있으며, 특히 유럽 파괴 기구에서 G_{IC} 시험에 대한 의정서[6]를 제안하는 등, 그 시험에 있어서도 규격화가 진전되고 있다.

한편 Hashemi 등[12]은 carbon/PEEK에서 시험편 형상에 대한 모드 I의 파괴인성치 G_{IC} 값에 대한 영향은 초기 크랙길이가 짧은 시험편이 균열성장개시점(initiation)값이 작은 경향을 가져온다고 하였으나 Davies 등[3]은 초기 크랙길이는 G_{IC} 에 독립이라고 하여 상반된 결과를 발표하였다. 또한 Smiley 등[1]은 AS4/3501-6 시험편에서 하중율/loading rate)의 증가에 따라 파괴인성은 감소한다고 하였으나, Daniel 등[13]은 graphite/epoxy 복합재료의 모드 I 파괴인성은 하중율의 증가에 따라 약간 상승한다고 하였다.

따라서 본 연구에서는 국산 CFRP 복합재료의 층간파괴인성치에 관한 종합적인 연구의 일환으로 우선 모드 I 층간파괴인성치에 영향을 주는 시험편

형상의 영향을 고찰하기 위하여 DCB 시험편에 대하여 하중율, 시험편 폭, 초기 크랙(initial crack) 등을 변화시켰을 때 층간파괴 인성치 G_{IC} 에 미치는 영향을 상호 비교 검토 하였다.

2. 재료 및 실험방법

2-1. 재료

실험에 사용한 재료는 일방향 Carbon fiber / epoxy prepreg(한국화이버쥬 HCU 200 NS)를 실험실에서 24ply로 적층 성형하여 제작하였으며, 섬유함유율 50 vol %와 제품치수의 변동을 억제하며 필요 이상의 수지가 낭비되지 않도록 제작한 금형(250 mm × 250 mm)을 사용하여 복합재료판을 성형하였다. 경화온도는 130°C, 경화시간은 90분으로 하였으며, 적층시 알루미늄 포일(Al foil: 두께 30 μm)을 12플라이(ply)와 13플라이 중간에 삽입하여 초기 크랙으로 형성하였다.

성형이 끝난 적층판은 다이아몬드 커터를 사용하여 Fig.1과 같이 소요의 시험편 모양으로 가공하였다. 가공이 완료된 시험편은 모드 I 시험을 위하여 시험편 선단에 플라스틱 에폭시 접착제를 사용하여 크랙개구변위 변화에 따라 시험편 양단이 균일한 하중을 받고 시험편 축 방향의 전단력을 최소화하기 위하여 장쇠를 접착한 후, 만능시험기(Instron, 용량 5톤)를 사용하여 실험을 행하였다.

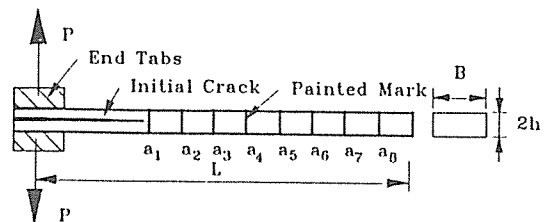


Fig. 1. Specimen geometries.

층간파괴인성치에 영향을 주는 인자를 고찰하기 위하여 하중율, 시험편 폭, 그리고 초기 크랙길이의 변화에 대하여 고찰하였다. 시험편 폭 20 mm, 시험편 길이 100 mm, 초기 크랙 50 mm인 경우 하중율은 0.2, 2, 20, 200 mm/min로 변화시켰으며

하중을 2 m/min, 시험편 길이 100 mm, 초기 크랙 길이가 50 mm인 경우 시험편 폭을 5, 10, 15 그리고 20 mm로 변화시켰고, 시험편 폭 20 mm, 하중을 2 mm/min인 경우 초기 크랙길이/리가먼트(ligament)를 25/50, 30/50, 40/50, 50/50, 50/75, 50/100, 50/150, 25/75, 30/70, 50/75 등으로 변화시켜 실험하였으며, 각 경우에 대하여 시험편은 최소 5개 이상으로 실험을 하였다.

크랙길이는 Fig. 1과 같이 시험편 양면에 수정액을 칠한 후 4 mm마다 눈금을 표시하고 실험시 이동 현미경을 사용하여 초기 크랙에서 균열선단까지의 직선거리가 4 mm가 되는 점에서 부하와 제하를 하여 만능시험기의 출력을 증폭기를 이용하여 X-Y 기록계로 하중-변위선도를 그렸다.

2-2. 층간 파괴인성치 계산방법

2-2-1. 단순보 이론에 의한 방법

단순보 이론에 의한 임계에너지 방출을 G_{IC} 는 다음과 같다.

$$G_{IC} = \frac{3P\delta}{2Ba} \dots\dots\dots (1)$$

여기서 P는 하중, δ 는 변위, B는 시험편 폭, 그리고 a는 크랙길이이다.

그러나 DCB 시험편은 보가 완전히 고정된 상태가 아니므로 보의 완전한 고정을 전제로 한 식(1)은 컴플라이언스를 과소평가하는 경향이 있으므로 컴플라이언스 $C^{1/3}(C=\delta/P)$ 과 크랙길이와의 관계를 최소자승법에 의해 절편 Δ 를 구하여 이를 크랙길이에 더해서 수정[6]하면 다음과 같다.

$$G_{IC} = \frac{3P\delta}{2B(a+\Delta)} \dots\dots\dots (2)$$

2-2-2. 컴플라이언스 법

컴플라이언스 증분으로 G_{IC} [11]를 표현하면 다음과 같다.

$$G_{IC} = \frac{P^2}{2B} \frac{dC}{da} \dots\dots\dots (3)$$

식(3)을 C와 a를 양대수인 좌표에서 기울기 n [14]을 이용하여 실험적으로 컴플라이언스를 수정

하는 방법으로는 식(4)와 같다.

$$G_{IC} = \frac{nP\delta}{2Ba} \dots\dots\dots (4)$$

Chou 등[15]은 a/h와 $C^{1/3}$ 과의 기울기 A_1 을 이용하는 다음과 같은 수정식을 제안하였다.

$$G_{IC} = \frac{3P^2C^{2/3}}{2BA_1H} \dots\dots\dots (5)$$

$$\frac{a}{h} = A_0 + A_1 C^{1/3} \dots\dots\dots (6)$$

따라서 본 연구에서는 임계에너지 방출을 G_{IC} 를 식(1)~(5)를 이용하여 구한 후, 상호 비교 검토하였다.

3. 결과 및 고찰

3-1. 하중변위 선도

하중-변위선도 양상은 크게 분류하면 두가지 형태, 즉 전형적인 안정 크랙성장파 불안정 크랙성장파로 나타났으나, 간혹 불안정 크랙성장파 안정 크랙성장파가 혼합되어 나타나는 것을 관찰할 수 있었다.

Fig. 2는 본 연구에서 얻어진 대표적인 안정크랙 성장의 하중-변위선도, Fig. 3은 불안정 크랙성장파의 하중-변위선도를 나타낸 것으로 각 선도는 크랙 길이가 4 mm마다 하중을 가하고, 또 제하(unloading)를 반복하여 측정하였으며 최종 파단까지 계속 반복하였다. 균열성장 개시점(initiation)은 참고문헌[3]의 방법에 따라 선형에서 비선형으로 변하는 점으로 하였으며, 본 실험에 사용한 재료가 취성 재료이기 때문에 대부분 최대하중점이 되었다.

불안정 크랙성장현상은 초기 크랙/리가먼트가 25/50, 25/75, 50/150 형상의 시편에서 나타났으며, 50/50 시편에서는 대부분 안정크랙 성장을 하였다. 따라서 크랙의 안정성은 여러가지 요인중 시험편 길이와 초기 크랙길이/리가먼트의 변화에 영향을 받으며 하중율과 시험편 폭과는 무관하며, 불안정 크랙의 발생은 더 높은 파괴인성치를 요구하는 요인이라고 생각된다.

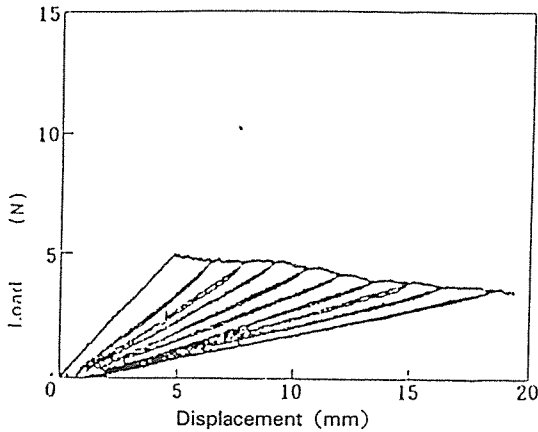


Fig. 2. Typical load displacement curve for stable crack growth.

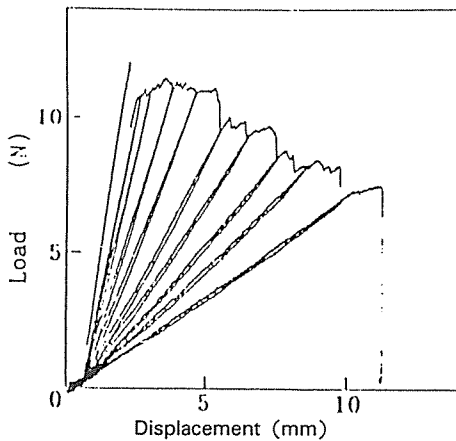


Fig. 3. Typical load displacement curve for unstable crack growth.

3-2. R-곡선

Fig. 4는 하중율이 0.2 mm/min, B=20 mm, $a_0=50$ mm, L=100 mm인 경우에 대하여 크랙길이의 증가에 대한 G_{IC} 의 변화, 즉 R-곡선을 나타낸 것으로 G_{IC} 계산은 2-2절에서 기술한 여러가지 방법으로 계산한 것이다. 단순보이론이나 컴플라이언스법의 수정식인 식(2), (4), (5)에 의하여 얻은 값은 안정크랙성장시에는 거의 일치함을 알 수 있다. 따라서 G_{IC} 는 수정식인 식(2), (4), (5)에 의해 계산되어야 한다고 생각한다. 또한 이처럼 R-곡선이 거의 일정하게 나타나는 경향은 타 연구결

과[15]와 동일한 경향이다.

Fig. 5는 불안정크랙성장을 보여주는 R-곡선의 일 예를 나타낸 것으로서 하중율 2 mm/min, B=20 mm, $a_0=25$ mm, L=75 mm인 경우이다. 안정크랙성장을 나타내는 R-곡선과는 달리 수정식에 의해 계산된 값이라 하더라도 그 값들 사이에는 서로 차이가 발생함을 알 수 있다. 또한 불안정크랙성장시에는 안정크랙성장의 경우와는 달리 R-곡선이 명확하게 되고 G_{IC} 의 값이 커짐을 알 수 있으며, 이것은 시험편 형상이 불안정 크랙성장의 주요 요인이 되기 때문이라 생각한다.

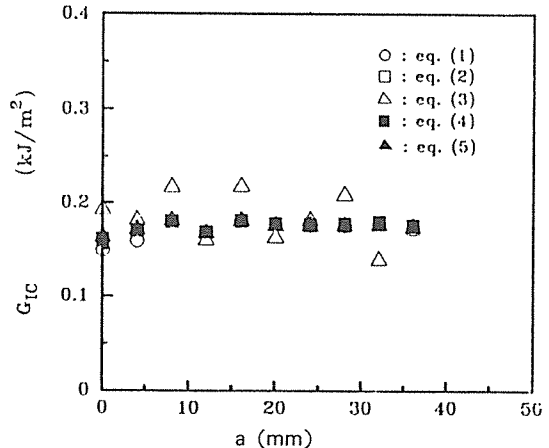


Fig. 4. G_{IC} as a function of crack length, a , for each method, $\dot{\gamma}=0.2$ mm/min, B=20mm and $a_0=50$ mm.

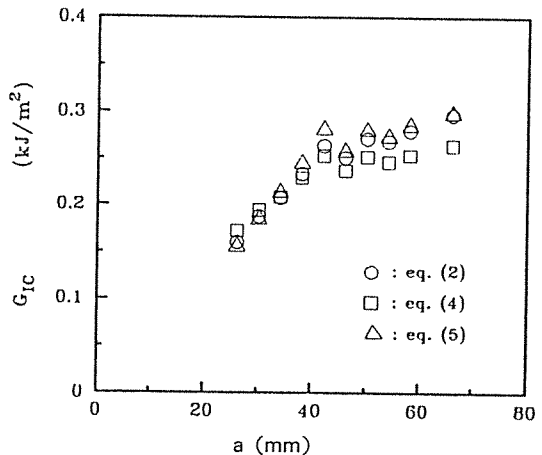


Fig. 5. G_{IC} as a function of crack length, a , for each method, $\dot{\gamma}=2$ mm/min, B=20mm and $a_0=25$ mm.

3-3. 하중율의 영향

Fig.6은 하중율에 대한 임계에너지 방출율 G_{IC} 의 변화를 나타낸 것으로 ○표시는 하중-변위선도에서 선형에서 비선형으로 되는 점의 값을 이용하여 구한 초기 크랙 개시점 값이고, □표시는 균열성장 개시점에서 5% 증가한 컴플라이언스와 부하-변위선도와의 교점을 최대값으로 결정한 값이며, 각각 5개 이상의 시험편으로 구한 평균값을 나타낸 것이다. 그림에서 알 수 있는 바와 같이 하중율이 20 mm/min까지는 거의 일정한 G_{IC} 값을 나타내지만 하중율이 200 mm/min인 경우에는 높은 값을 나타내고 있다.

이를 타 연구결과와 비교하기 위하여 변형도 (strain rate) $\dot{\epsilon}$ 를 하중율 \dot{y} 로 나타내면 다음과 같다[16].

$$\dot{\epsilon} = \frac{3}{4} \frac{h \dot{y}}{a^2} \dots\dots\dots (7)$$

여기서 h는 시험편 두께의 1/2, a는 크랙길이를 나타내고 있다. 식(7)에 의하면 본 연구의 실험한 \dot{y} 의 범위는 0.2 ~ 200 mm/min이므로 $\dot{\epsilon}$ 의 범위는 $9.6 \times 10^{-5} \sim 9.6 \times 10^{-2}$ mm/mm sec가 된다. Fig. 7은 변형도 $\dot{\epsilon}$ 에 대한 임계에너지 방출율 G_{IC} 의 변화를 나타낸 것으로 변형도 $\dot{\epsilon}$ 가 낮은 범위에서는 임계에너지 방출율 G_{IC} 의 값은 변화가 거의 없다고 한 Smiley[1]의 연구 결과와 동일한 경향을 보이고

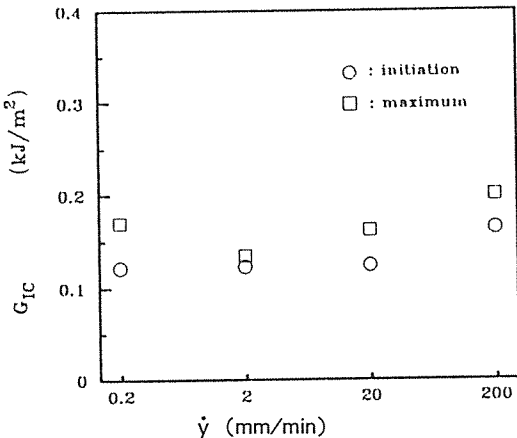


Fig. 6. G_{IC} as a function of loading rate, \dot{y} , for $B=20\text{mm}$, $a_0=50\text{mm}$ and $L=100\text{mm}$.

있으며, 변형도가 높은 범위에서는 임계에너지 방출율 G_{IC} 의 값은 약간 상승한다는 Aliyu와 Daniel [14]의 결과와 동일한 경향을 하중율이 200 mm/min인 경우에 보이고 있다.

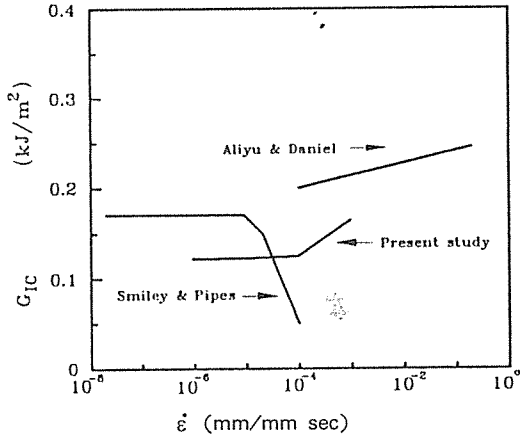


Fig. 7. G_{IC} as a function of strain rate.

Fig.8은 크랙증분에 따른 G_{IC} 의 관계를 하중율에 따라 나타낸 것이다. R-곡선의 경향은 20mm/min까지는 거의 유사하지만 하중율이 200mm/min의 경우에는 다른 R-곡선과는 상이한 경향을 나타내고 있다. 이는 하중율이 낮은 범위에서는 R-곡선이 하중율에 영향을 받지 않으나 하중율이 높아지면 R-곡선은 하중율의 함수임을 알 수 있다.

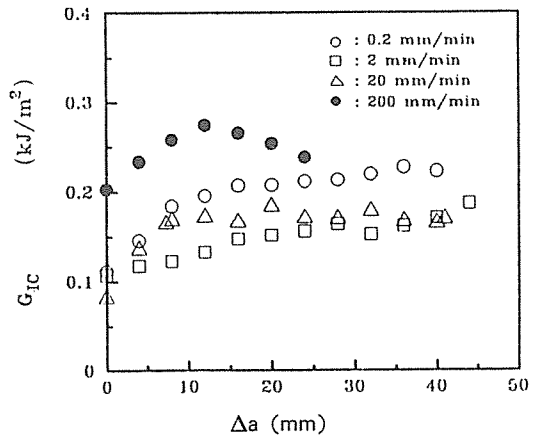


Fig. 8. G_{IC} as a function of corresponding increment of crack propagation Δa for variable loading rate.

3-4. 시험편 폭의 영향

Fig.9는 시험편 두께 3 mm, 하중율 2 mm/min, 시험편 길이 100 mm, 초기 크랙길이 50 mm인 시험편의 시험편 폭의 변화에 대한 임계에너지 방출을 G_{IC} 의 변화를 나타낸 것으로 표시방법은 Fig.6과 동일하다. 전체적인 경향은 시험편 폭이 5, 10, 15, 20 mm로 증가함에 따라 G_{IC} 의 변화가 거의 없었으므로 본 연구에 사용한 시험편 폭의 범위에서는 모드 I 층간 파괴 인성치에 대한 시험편 폭의 영향은 거의 없는 것으로 생각된다.

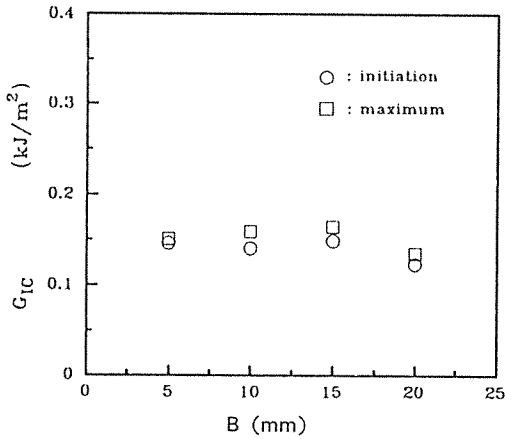


Fig. 9. G_{IC} as a function of specimen width, B, for $\dot{\gamma}=2\text{mm/min}$, $a_0=50\text{mm}$ and $L=100\text{mm}$.

3-5. 초기 크랙의 영향

Fig.10은 초기 크랙의 영향을 고찰하기 위하여 $a_0/(L-a_0)$ 에 대한 임계에너지 방출을 G_{IC} 의 값을 나타낸 것으로 그림에서의 표시와 각점이 나타내는 값은 Fig.6과 동일한 방법으로 나타낸 것이다. 그림에서 알 수 있듯이 $a_0/(L-a_0)=0.5$ 인 부근에서 G_{IC} 의 값이 높게 나타나며, 또한 하중-변위선도로부터 불안정크랙전파가 됨을 관찰할 수 있었다.

따라서 $a_0/(L-a_0)$ 를 다음의 세가지 방법으로 변화시켜 그 각각에 대해 $a_0/(L-a_0)$ 가 G_{IC} 에 미치는 영향을 고찰하였다.

(1) 크랙이 없는 리가먼트는 일정하고 초기 크랙이 변화하는 경우

(2) 초기 크랙은 일정하고 크랙이 없는 리가먼트가 변화하는 경우

(3) 초기 크랙과 크랙이 없는 리가먼트 모두 변화하는 경우

Fig.11은 (1)의 경우, 즉 리가먼트 $L-a_0$ 는 50 mm로 일정하고 초기 크랙길이 a_0 가 25, 30, 40, 50 mm 등으로 변화할 때의 R-곡선의 특성을 나타낸 것이다. 초기 크랙길이 a_0 가 25 mm인 경우의 R-곡선이 a_0 가 50 mm인 경우의 그것보다 대체로 높은 G_{IC} 의 값을 나타내고 있으나 a_0 가 30, 40 mm인 경우의 그것과는 거의 차이가 없는 것으로 생각된다.

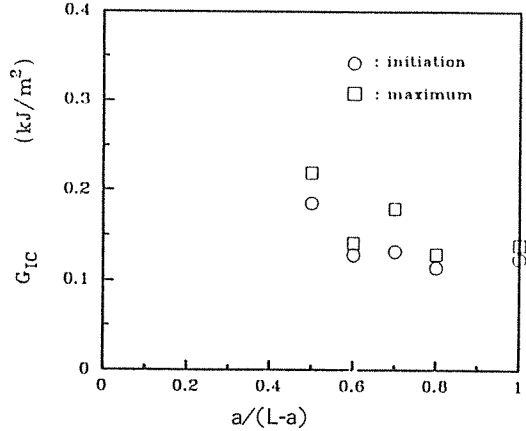


Fig. 10. G_{IC} as a function of $a/(L-a)$.

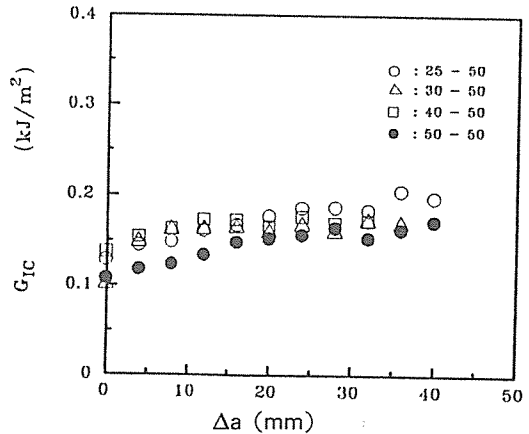


Fig. 11. G_{IC} as a function of corresponding increase of crack propagation Δa for various initial crack length from eq. (2).

Fig. 12는 (2)의 경우, 즉 a_0 는 50 mm로 일정하게 하고 $L-a_0$ 를 50, 75, 100, 150 mm로 변화하였을 때 R-곡선의 특성을 나타낸 것으로 $L-a_0=150$ mm인 시험편이 전체적으로 높은 G_{IC} 의 값을 나타내고 있으나 크랙이 진전되면서 혼재된 양상을 보이므로 (2)의 경우에 대한 G_{IC} 변화의 일정한 경향은 없다고 생각된다.

Fig. 13은 (3)의 경우, 즉 a_0 를 25, 30, 50 mm, 그리고 $L-a_0$ 도 50, 70, 75 mm로 변화시켰을 때 이

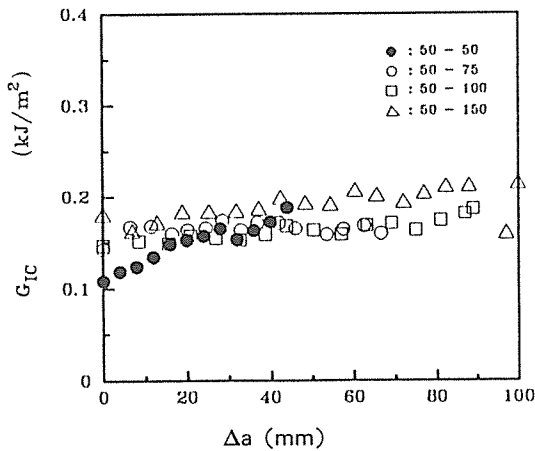


Fig. 12. G_{IC} as a function of corresponding increment of crack propagation Δa for various uncracked ligament from eq. (2).

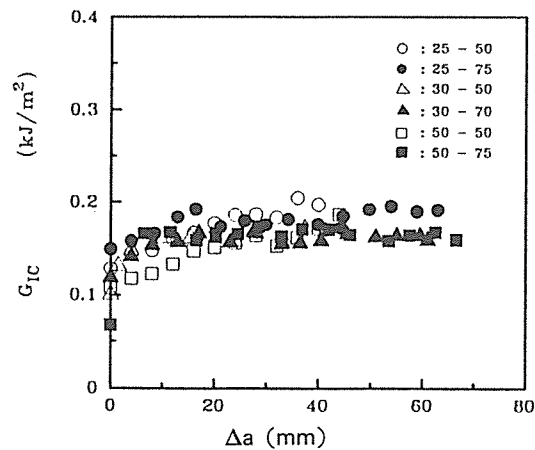


Fig. 13. G_{IC} as a function of corresponding increment of crack propagation Δa for various initial crack length and uncracked ligament from eq. (2).

R-곡선의 특성을 나타낸 것으로 $a_0=25$ mm, $L-a_0=50$ mm인 시험편과 $a_0=25$ mm, $L-a_0=75$ mm인 시험편이 $a_0=50$ mm, $L-a_0=50$ mm인 시험편보다 높은 값을 나타내지만, 그밖의 시험편들은 거의 유사한 값들을 보이고 있으므로 위의 각 경우의 결과에서 알 수 있듯이 크랙길이와 리가먼트의 변화에 대한 G_{IC} 의 영향은 일정한 경향이 없는 것으로 생각된다. 그러나 앞서의 결과에서 $a_0/(L-a_0) < 0.5$ 인 경우에 대체로 불안정 크랙성장의 빈도가 많고 G_{IC} 의 값이 높은 경향을 보이는 것은 실험시 이들 시험편을 현미경으로 관찰하였을 때 크랙선단에 hackle crack이 발생한 후 이들이 수직상부에서 크랙 방향으로 합쳐져 다시 주 크랙과 연결되는 형태의 크랙전파를 보여 미세크랙전파기구의 상이함 때문이라고 생각되나 이에 대한 상세한 연구 검토가 요망된다고 생각된다.

4. 결 론

CFRP의 모드 I 층간파괴인성치에 영향을 주는 인자중 하중율, 시험편 폭, 초기 크랙길이의 변화에 대한 임계에너지 방출율 G_{IC} 의 결과는 다음과 같다.

- (1) 임계에너지 방출율 G_{IC} 의 값을 여러가지 방법에 의해 계산하여 비교 검토한 결과, 안정 크랙전파의 경우에는 본 연구에서 사용한 수정식들에 의한 값들이 거의 일치하였다.
- (2) 하중율의 변화에 대한 임계에너지 방출율 G_{IC} 의 값은 하중율 0.2~20 mm/min까지는 거의 변화가 없었으나 200 mm/min에서는 높게 나타났다.
- (3) 시험편 폭의 변화에 대한 임계에너지 방출율 G_{IC} 값은 거의 일정하게 나타났다.
- (4) 하중율 2 mm/min에서 초기 크랙길이와 리가먼트의 변화에 대한 임계에너지 방출율 G_{IC} 의 영향은 그 경향이 일정하지 않았으나 $a_0/(L-a_0) < 0.5$ 인 경우 높은 값이 나타나며 이에 대한 상세한 연구가 요망된다.

참 고 문 헌

1. Smiley, A.J. and Pipes, R.B., "Rate Effects on Mode I Interlaminar Fracture Toughness in Composites Materials", *J. Comp. Mat.*, 21, 1987, 670-687.
2. Hashemi, S., Kinloch, A.J. and Williams, J.G., "Corrections Needed in Double-Cantilever beam Tests for Assessing the Interlaminar Failure of Fiber-Composites", *J. Mat. Sci. Letters*, 8, 1989, 125-129.
3. Davies, P., Cantwell, W.J. and Kausch, H.H., "Delamination from Thin Starter Films in Carbon Fiber/PEEK Composites", *J. Mat. Sci. Letters*, 9, 1990, 1349-1350.
4. Gillespie Jr, J.W., Carlsson, L.A. and Smiley, A.J., "Rate-Dependent Mode I Interlaminar Crack Growth Mechanism in Graphite/Epoxy and Graphite/PEEK", *Comp. Sci. Tech.*, 28, 1987, 1-15.
5. Arcan, L., Arcan, M. and Daniel, I.M., "SEM Fractography of Pure and Mixed-Mode Interlaminar Fractures in Graphite/Epoxy Composites", *ASTM STP*, 948, 1987, 41-67.
6. Davies, P., "Polymers & Composites Task Group Round Robin Protocols for Mode I, Mode II, and Mixed Mode Testing", *European Structural Integrity Society*, 1991.
7. Williams, J.G., "Large Displacement and End Block Effects in the 'DCB' Interlaminar Test in Modes I and II", *J. Comp. Mat.*, 21, 1987, 330-347.
8. Friedrich, K., Gogeva, T. and Fakirov, S., "Thermoplastic Impregnated Fiber Bundles: Manufacturing of Laminates and Fracture Mechanics Characterization", *Comp. Sci. Tech.*, 38, 1990, 211-227.
9. Friedrich, K., Walter, R., Carlsson, L.A., Smiley, A.J. and Gillespie Jr, J.W., "Mechanisms for Rate Effects on Interlaminar Fracture Toughness of Carbon/Epoxy and Carbon/PEEK Composites", *J. Mat. Sci.*, 24, 1989, 3387-3398.
10. Davies, P. and Moore, D.R., "Glass/Nylon-6.6 Composite: Delamination Resistance Testing", *Comp. Sci. Tech.*, 38, 1990, 211-227.
11. Blackman, B., Dear, J.P., Kinloch, A.J. and Osiyemi, S. "The Calculation of Adhesive Fracture Energies from Double-Cantilever Beam Test Specimens", *J. Mat. Sci. Letters*, 10, 1991, 253-256.
12. Hashemi, S., Kinloch, A.J. and Williams, J.W., "The Effects of Geometry, Rate and Temperature on the Mode I, Mode II and Mixed-Mode I / II Interlaminar Fracture of Carbon-Fiber /Poly(ether-ether ketone) Composites", *J. Comp. Mat.*, 24, 1990, 918-956.
13. Aliyu, A.A. and Daniel, I.M., "Rate Effects on Delamination Fracture Toughness of a Toughened Graphite/Epoxy", *ASTM STP*, 876, 1985, 336-348.
14. Davies, P., Moulin, C., Kausch, H.H. and Fisher, M.M., "Measurement of G_{IC} and G_{IIC} in Carbon/Epoxy Composites", *Comp. Sci. Tech.*, 38, 1990, 193-205.
15. Chou, I., Kimpara, I., Kageyama, K. and Ohsawa, I., "Effect of Fiber Orientation on the Mode I Interlaminar Fracture Behavior of CF/Epoxy Laminates", *J. Soc. Mat. Sci., Japan*, 41, 1992, 1292-1298.
16. Mall, S., Law, G.E. and Katouzian, M., "Loading Rate Effect on Interlaminar Fracture Toughness of a Thermoplastic Composite", *J. Comp. Mat.*, 21, 1987, 569-579.